

**СИСТЕМА СПАСЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ  
СЕМЕЙСТВА «АНГАРА»**М.К. Сейдагалиев, Р.В. Генаев

Научный руководитель: к.т.н., доцент О.Л. Шестопалова

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Филиал «Восход», Байконур

Казахстан, г. Байконур, ул. Гагарина, 5, 468320

E-mail: [mkc9494@gmail.com](mailto:mkc9494@gmail.com)

На рынке пусковых услуг наблюдается тенденция ужесточения конкуренции. В связи с этим большую популярность приобретают многоразовые или частично многоразовые ракетно-космические системы (РКС), основной целью которых является снижение стоимости, выводимой на орбиту полезной нагрузки. Примером подобной системы может служить ракета-носитель (РН) «Falcon 9» стоимость пуска которого (62 млн \$), уже значительно дешевле пуска его отечественного аналога РН «Протон – М» (65 - 70 млн \$) и в перспективе, стоимость пуска РН «Falcon 9» будет только снижаться. Маловероятно, что новейший РН «Ангара» без проведения каких-либо модернизаций сможет составить конкуренцию подобным РН. Существует проект «Байкал», но его экономическая целесообразность в виду технической сложности, является спорной, и в обозримом будущем его применение маловероятно. В связи с этим, предлагается разработать частично многоразовую ракетно-космическую систему (РКС), которая позволит снизить стоимость пуска РН и будет способствовать формированию технологического задела в процессах анализа технического состояния и ввода в эксплуатацию повторно используемых двигателей для создания полностью многоразовых РКС.

В работе использовались наработки ГКНПЦ им. М.В. Хруничева совместно с МВЗ им. М.Л.Миля и НИИ Парашютостроения по созданию базе универсального ракетного модуля первой ступени семейства РН «Ангара» многоразовых ускорителей, спасаемых методом вертолетного подхвата, для преобразования семейства одноразовых РН "Ангара" в семейство многоразовых РН.

Двигательная установка (ДУ) первой ступени является одной из самых дорогостоящих элементов РН. РД-191 – ДУ универсального ракетного модуля (УРМ-1), используемого в РН «Ангара», сертифицирован на многократное использование. В связи с этим в работе предлагается решение проблемы путем отделения, посадки и повторного использования двигателя РД-191 первой ступени РН семейства «Ангара» (УРМ-1) что позволит существенно снизить стоимость пусков ракет-носителей «Ангара».

В рамках работы был произведено:

- Определение высоты и метода разделения хвостового отсека (ХО) от отработавшей первой ступени (УРМ-1).
- Расчет парашютной системы, определение оптимальной скорости приземления.
- Выбор оптимального метода посадки ХО из предполагаемых вариантов: посадка посредством демпфирующих надувных мешков, посадка с помощью твердотопливных тормозных двигателей, использование вертолетного подхвата.
- Оценка потерь выводимой полезной нагрузки за счет введения средств мягкой посадки, обоснование экономической целесообразности частично многоразовой РКС.

В ходе работы было определено, что наиболее оптимальным методом мягкой посадки является вертолетный подхват с использованием механического зацепления ускорителя.

Циклограмма работы первой ступени с системой возврата двигателя первой ступени состоит из следующих этапов:

- Старт РН.
- В соответствии с циклограммой выведения на высоте 86 км при скорости 2820 м/с происходит отделение от РН отработавшего УРМ-1.

- Включение реактивной системы управления, фиксация стабилизирующих щитков. Производится ориентация ускорителя хвостовым отсеком, торможение производится за счет воздействия потока на теплозащиту ХО и стабилизирующие щитки.
- На высоте 10 км производится разделение ХО от УРМ-1.
- Парашютирование ХО при скорости 200 м/с и высоте 10 км.
- В зоне подхвата происходит обнаружение ускорителя экипажем вертолета. Вертолет выравнивает скорость снижения со скоростью парашютирования ускорителя и, маневрируя в горизонтальной плоскости, осуществляет механическое зацепление ускорителя. Схема механического зацепления ХО вертолетом приведена на рис. 1.

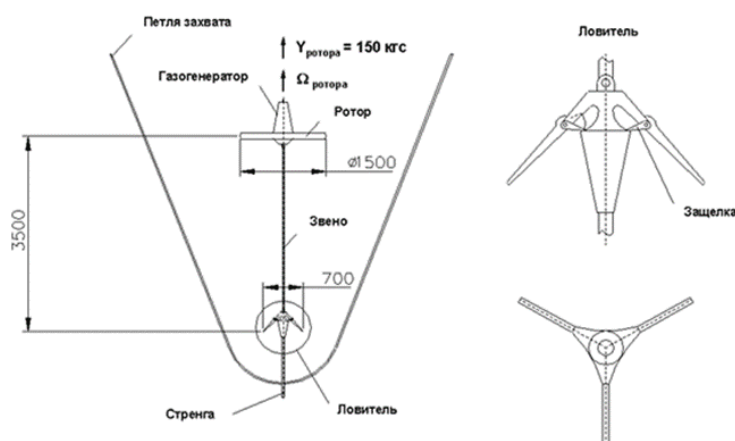


Рис. 1 Схема механического зацепления

- После механического зацепления вертолетом ускорителя его парашютная система автоматически отсоединяется, и ХО буксируется на посадочную площадку для укладки и последующего отцепления от вертолета.

Справедливо будет отметить, что идея вертолетного подхвата отработавшей первой ступени ранее неоднократно предлагалась, но практически реализовать процесс подхвата только ХО значительно проще, в отличие от целой ступени (УРМ-1). Это объясняется тем, что существенно меньшая масса (ХО-2,5 т, УРМ - 10 т) и габаритные размеры (ХО – 4 м, УРМ - 1 – 25 м), ХО в сравнении с УРМ- 1 значительно облегчают массу парашютной системы, упрощают процесс вертолетного подхвата и как следствие, снижает предъявляемые требования к грузоподъемности вертолѐта.

Вторичное использование двигателя первой ступени РН семейства «Ангара» несет в себе большой экономический потенциал. При десятикратном цикле использования двигателя первой ступени, с учетом потерь полезной нагрузки и затрат на технологическое обслуживание, предполагаемое снижение стоимости пуска РН составит от 30% до 37%, в зависимости от типа РН. Система возврата ДУ является актуальной на сегодняшний день и может занять промежуточное положение между одноразовыми РН и полностью многоразовыми ракетно-космическими системами.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сейдагалиев М.К., Генаев Р. Способ удешевления пусков семейства ракет-носителей семейства «Ангара» путем повторного использования двигателя первой ступени // Гагаринские чтения. Сборник тезисов. – М.: МАИ, 2016. Т.2. – С.53.